

①⑨ RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
PARIS

①⑪ N° de publication :
(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

2 786 283

②① N° d'enregistrement national : **98 14548**

⑤① Int Cl⁷ : G 05 D 1/04, B 64 G 1/28

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②② Date de dépôt : 19 11 98.

③⑦ Priorité :

④③ Date de mise à la disposition du public de la
demande : 26 05 00 Bulletin 00/21

⑤⑥ Liste des documents cités dans le rapport de
recherche préliminaire : *Se reporter à la fin du
présent fascicule*

⑥⑦ Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

⑦① Demandeur(s) : MATRA MARCONI SPACE FRANCE
Société anonyme — FR

⑦② Inventeur(s) : DEFENDINI ANGE et LAGADEC
KRISTEN.

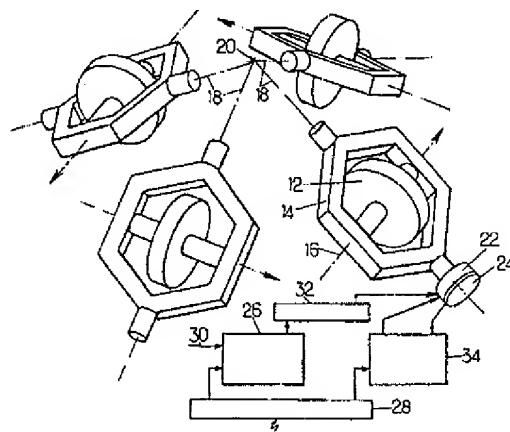
⑦③ Titulaire(s) :

⑦④ Mandataire(s) : CABINET PLASSERAUD.

⑤④ PROCÉDE ET DISPOSITIF DE PILOTAGE DE L'ATTITUDE D'UN SATELLITE.

⑤⑦ On contrôle l'attitude d'un satellite par commande de la vitesse des cardans de gyrodynes d'une grappe de gyrodynes, ayant des toupies respectives montées sur des cardans rotatifs sur une plate-forme du satellite, autour d'axes d'orientations différentes.

On détermine, à partir de conditions initiale et finale en termes d'attitude/ vitesse angulaire/ temps, une configuration de grappe éloignée de toute configuration singulière et telle que l'échange de moment cinétique provoque la manœuvre d'attitude désirée. Puis on amène, de façon simultanée et indépendante, chaque cardan dans son orientation de consigne grâce à une consigne de position angulaire envoyée en boucle ouverte dans l'asservissement local en position angulaire des cardans



FR 2 786 283 - A1



PROCEDE ET DISPOSITIF DE PILOTAGE DE L'ATTITUDE
D'UN SATELLITE

5

La présente invention concerne les procédés et dispositifs de pilotage d'attitude de satellite par commande d'orientation de l'axe de rotation de la toupie des gyrodynes d'une grappe de gyrodynes montée dans le satellite.

Les gyrodynes ou actionneurs gyroscopiques (désignés souvent par le sigle anglo-saxon cmg) se différencient des roues de réaction, couramment utilisées pour commander l'attitude d'un satellite par échange de moment cinétique, en ce qu'ils sont montés sur un support, appelé cardan, orientable par au moins un moteur autour d'au moins un axe orthogonal à l'axe de rotation de la toupie. Dans la plupart des cas les toupies sont entraînées à vitesse constante ou du moins peu variable lors de leur mise en œuvre. Un exemple de gyrodynes est donné dans la demande de brevet français n° 98 00556 à laquelle on pourra se reporter.

Une grappe de gyrodynes doit comporter au moins trois gyrodynes pour permettre de réorienter un trièdre de référence liée au satellite dans toutes les attitudes et au moins deux gyrodynes pour un pilotage 2 axes. En pratique on utilise au moins quatre gyrodynes en grappe pour assurer une redondance.

La grappe de gyrodynes constitue un actionneur inertiel dont la commande permet d'appliquer un couple donnant à la plate-forme du satellite un profil de vitesses angulaires spécifié, généralement par téléchargement à partir du sol. Le couple est généré par mise en vitesse de l'axe cardan de façon à faire précessionner la toupie. Pour la toupie d'ordre i , le couple C_i du à l'effet gyroscopique est donné par :

$$C_i = H_i \sigma_i$$

Où H_i est le moment d'inertie de la toupie

σ_i est la vitesse angulaire.

Un satellite comporte généralement un système de commande d'attitude qui reçoit des signaux d'entrée de capteurs permettant de déterminer sa position angulaire dans un repère inertiel. Ce système, qui a généralement une constante de temps relativement longue, permet de maintenir le satellite dans une attitude de consigne en commandant les moteurs des roues de réaction, ou ceux des cardans lorsque le satellite est muni de gyrodynes.

Dans le cas, considéré ici, du contrôle d'attitude à l'aide d'une grappe de gyrodynes, le système de commande détermine d'abord le couple à appliquer et doit en déduire une vitesse à appliquer aux cardans des gyrodynes. Les positions angulaires des cardans varient au cours du temps. La capacité de fourniture du couple total C est en conséquence non stationnaire et non linéaire. Elle peut s'écrire, sous forme matricielle :

$$C = A(\sigma) \cdot \sigma \quad (1)$$

20

où A est la matrice jacobienne $a_{ij} = \partial H_i / \partial \sigma_j$, avec $i=1$ à 3 et $j=1$ à 4 (ou plus généralement un au nombre de gyrodynes).

Une méthode classique de guidage consiste, connaissant le couple C à fournir, à inverser la relation (1) pour obtenir les vitesses σ_c de consigne à donner aux gyrodynes.

Certaines missions prévoient des modifications importantes d'attitude du satellite dans des délais courts. Les gyrodynes sont particulièrement adaptés à ces missions « agiles ». A l'heure actuelle, on utilise essentiellement deux méthodes pour déterminer le profil de vitesses à imposer aux supports des gyrodynes.

30

Suivant un premier procédé, qu'on peut qualifier de guidage local, on calcule à chaque demande de couple, la vitesse angulaire requise pour chaque support par la formule (2) ce qui revient à une pseudo-inversion de la Jacobienne. La contrainte imposée pour
 5 tenir compte de la redondance est la recherche d'un mouvement à énergie minimale.

$$\sigma_c = [A' (A \cdot A')^{-1}] C \quad (2)$$

10 L'expérience a montré que cette approche conduit souvent à délaissier un gyrodyne dont la réorientation vers la direction requise demande trop de vitesse à tous les supports, avec le résultat que finalement la grappe comporte une toupie « dormante », tandis que toutes les autres se regroupent dans une
 15 direction opposée. La grappe est alors dans une configuration singulière : le moment cinétique est maximum dans cette direction opposée et il est impossible d'obtenir un couple selon cette direction.

Il existe des algorithmes d'évitement local des singularités par des mises en vitesse des cardans, telles que le couple total
 20 résultant soit nul. Mais ces algorithmes sont peu efficaces, car l'approche de la singularité est détectée tardivement faute de prédictions sur le profil de couple à suivre. On est en conséquence conduit à surdimensionner la capacité de la grappe,
 25 afin de s'affranchir de la plupart des singularités.

Une autre approche, qu'on peut qualifier de guidage global continu, implique de calculer, avant le début de la manœuvre de changement d'attitude du satellite, la meilleure trajectoire de reconfiguration de grappe $\sigma(t)$ pendant toute la manœuvre, afin
 30 d'éviter de passer à proximité d'une configuration singulière. Ce calcul est très lourd. Il doit être fait au sol, puis téléchargé.

La présente invention vise à fournir un procédé permettant,

dans le pilotage de l'attitude par gyrodynes, de s'affranchir du problème des singularités, tout en limitant la charge de calcul associée. L'invention permet alors d'exploiter l'intégralité de la capacité de la grappe pour les basculements de l'attitude du satellite.

Pour cela, l'invention utilise notamment le fait que la capacité de couple d'un gyrodyn n'est limitée que par la vitesse de rotation maximale du moteur d'entraînement du cardan. L'invention utilise également la constatation qu'il est possible de passer transitoirement dans une configuration singulière, à condition que ce soit au cours de la reconfiguration de la grappe de gyrodynes vers une consigne prédéterminée et alors que les cardans sont animés d'une vitesse angulaire importante.

En conséquence l'invention propose un procédé de pilotage de l'attitude d'un satellite, par commande d'une des gyrodynes d'une grappe (généralement d'au moins quatre gyrodynes), ayant des toupies respectives montées sur des cardans montés rotatifs sur une plate-forme du satellite, autour d'axes d'orientations différentes, suivant lequel :

- on détermine, à partir de conditions initiale et finale en termes d'attitude/vitesse angulaire/temps, une configuration de grappe éloignée de toute configuration singulière telle que l'échange de moment cinétique entre la grappe de gyrodynes et le satellite pendant une durée impartie provoque la manœuvre d'attitude désirée,

- amène, de façon simultanée et indépendante, l'orientation de chaque cardan dans son orientation de consigne grâce à une consigne de position angulaire envoyée en boucle ouverte dans l'asservissement local en position angulaire des cardans.

Pour cela, il est avantageux de provoquer une montée en vitesse des moteurs d'entraînement des cardans dans le temps

minimum compatible avec la tenue des gyrodynes, puis un palier de vitesse et un retour à zéro de la vitesse.

L'invention permet aussi de réduire la durée des basculements par la réduction des phases d'accélération et de 5
décélération angulaires de début et de fin de manœuvre. Pratiquement, la montée en vitesse sera quasi-instantanée en regard du temps de réponse de l'asservissement de système de contrôle d'attitude. Le moment cinétique interne est réorienté dans la direction adéquate pour obtenir le profil de vitesse et 10
d'attitude du satellite recherché avant que ce système n'intervienne.

L'existence d'une redondance permet de disposer d'un degré de liberté dans le choix de la configuration de grappe en basculement. Il sera souvent avantageux de choisir, parmi les 15
critères de choix, l'un des suivants :

- Racine carrée du déterminant de (AA') maximal, ce qui revient à une maximisation de la marge par rapport aux singularités ;
- Minimisation de la norme infinie du vecteur s , où le 20
vecteur s est le vecteur des normes des lignes de $A'(A.A)^{-1}$, ce qui correspond au maximum de la gouvernabilité en couple 3-axes de la configuration d'arrivée ;
- Norme infinie de σ minimale, ce qui correspond à un minimum du temps de reconfiguration de grappe ;
- 25 - Norme 2 de σ minimale (reconfiguration à énergie minimale).

Le procédé permet en outre de prendre en compte une contrainte de domaine angulaire d'orientation de chaque support en limitant le domaine à une plage déterminée, par exemple de 360° , on peut ainsi éviter des liaisons par bagues et balais et utiliser 30
des câbles pour le passage de la puissance et des signaux.

La configuration d'arrivée des supports étant éloignée des singularités, le système de contrôle d'attitude peut compenser les

erreurs résiduelles d'attitude et de vitesse du satellite par la loi d'inversion de la Jacobienne évoquée précédemment.

Après quelques manœuvres, les excursions des positions angulaires des supports autour de la configuration de consigne restent limitées ; des désaturations en période de veille permettent de ramener la grappe en configuration canonique.

L'invention propose également un dispositif de pilotage d'attitude permettant de mettre en œuvre le procédé ci-dessus. Dans un tel dispositif, il est possible de borner le domaine de débattement angulaire de l'axe cardan d'un gyrodyne 1-axe (par exemple à $\pm \frac{1}{2}$ tour).

Les caractéristiques ci-dessus ainsi que d'autres apparaîtront mieux à la lecture de la description qui suit d'un mode particulier de réalisation de l'invention, donné à titre non limitatif. La description se réfère aux dessins qui l'accompagnent, dans lesquels :

- la figure 1 est un schéma en perspective montrant une disposition possible de quatre gyrodynes 1-axe d'une grappe, en position canonique ;
- les figures 2A et 2B montrent la variation dans le temps du couple appliqué par un gyrodyne et un moment cinétique H échangé avec la plate-forme, pour plusieurs profils de mise en vitesse.

La figure 1 montre une grappe de quatre gyrodynes 10a, 10b, 10c, 10d identiques, ayant chacun une toupie 12 montée sur un cardan 14 de façon à pouvoir tourner autour d'un axe 16. Un moteur non représenté maintient la toupie en rotation, généralement à vitesse constante. Chaque cardan est monté sur la plate-forme du satellite (non représentée) de façon à pouvoir tourner autour d'un axe 18 orthogonal à l'axe 16. Les axes 18 ont des orientations différentes. Dans le cas représenté, ils occupent les arêtes d'une pyramide régulière de sommet 20.

Chacun des cardans est muni d'un moteur 22, dont un seul est représenté, permettant de le faire tourner autour de l'axe 18

respectif. Un capteur angulaire 24 donne une information sur l'orientation du cardan et donc du plan de la roue 12.

Le maintien du satellite dans une attitude de consigne dans un repère inertiel est assuré par un système de commande d'attitude qui peut être d'un type connu. Il comporte un organe 26 de calcul et de commande du moteur 22 qui reçoit des consignes d'orientation d'un émetteur-récepteur 28 de liaison avec le sol et des signaux 30 provenant de capteurs non représentés, tels que capteurs d'étoile et d'horizon terrestre, etc. Cet organe commande des circuits de puissance 32 alimentant les moteurs. Ce système a généralement une constante de temps relativement longue, de quelques secondes à plusieurs dizaines de secondes.

Le dispositif comporte également des moyens de commande supplémentaires 34 dans lequel des positions finales à donner aux cardans des gyrodynes sont téléchargées pour provoquer une manoeuvre de réorientation du satellite. Comme il a été indiqué plus haut, cette position finale de tous les gyrodynes est évaluée en partant de l'hypothèse que la reconfiguration sera terminée avant que le système de contrôle d'attitude n'intervienne pour annuler la différence entre l'attitude réelle et l'attitude de consigne du satellite dans un repère inertiel.

La reconfiguration de la grappe s'effectue par réorientation quasi-instantanée et indépendante des axes de toupie, et non pas par suivi pas à pas d'une trajectoire continue prédéterminée.

La configuration initiale est non-singulière et la configuration finale est calculée pour être non-singulière également. Les configurations intermédiaires sont tellement transitoires qu'une improbable perte de rang de la Jacobienne passe virtuellement inaperçue du système de contrôle d'attitude 26.

Il n'est alors plus nécessaire de surdimensionner la capacité de contrôle de la grappe pour éviter les singularités. On peut utiliser l'intégralité de la capacité de moment cinétique de la

grappe pour réaliser les manœuvres. Une partie de la marge gagnée peut être réservée pour dégager du temps pour les transitoires de tranquillisation et d'affinage du pointage en axes inertiels en fin de basculement.

5 La diminution des vitesses crête de basculement obtenue grâce à la réduction de la durée des phases d'accélération et de décélération apparaît sur les figures 2A et 2B.

En adoptant un couple élevé, on donne au profil de vitesse, reproduit par le profil de moments cinétiques, une forme
10 rectangulaire (lignes en traits pleins sur les figures 2A et 2B).

La capacité de moment cinétique maximal requise de la grappe pour provoquer l'échange de moment cinétique global est jusqu'à deux fois moindre que dans le cas du couple faible représenté par une ligne en traits mixtes. Or, la capacité de moment cinétique
15 est un facteur essentiel de dimensionnement de la grappe (masse, dimensions et vitesse de rotation des toupies), alors que la capacité de couple d'un gyrodyne n'est limitée que par la vitesse de rotation maximale du moteur de cardan.

Il est en conséquence avantageux de rechercher un profil de
20 moment cinétique rectangulaire ou trapézoïdal de moments cinétiques, avec un long palier constant. Les réglages des pentes de départ et d'arrivée assurent la continuité du profil par rapport aux conditions initiales et finales de vitesse angulaire spécifiée.

25 Dans le cas extrême d'un profil rectangulaire, le guidage de la grappe est très simplifié, puisqu'il suffit de calculer une configuration σ de consigne pour la grappe telle que $H(\sigma) = I_{\text{sat}} \Omega_{\text{sat}}$ (Ω_{sat} étant la vitesse angulaire) au lieu d'une trajectoire continue $\sigma(t)$.

30 Pour cela, une consigne de position est envoyée en boucle ouverte à chaque moteur au début de chaque manoeuvre. L'asservissement en position utilise un codeur angulaire et

réoriente le cardan au plus vite ; la seule limite est la bande passante du contrôle des moteurs de cardan et leur vitesse maximale.

Le moment cinétique interne est réorienté de façon quasi-instantanée en regard des temps de réponse de l'asservissement de contrôle d'attitude. Si nécessaire, le système de contrôle d'attitude peut être mis hors service pendant la reconfiguration de grappe ou sa commande de couple limitée à une valeur très inférieure à la capacité des gyrodynes. Pour cela, on peut utiliser des techniques de saturation ou de filtrage. Les moteurs des cardans peuvent être du type pas à pas. On supprime ainsi la boucle d'asservissement en position, puisque le moteur pas à pas est directement commandé en position. Le contrôle fin des microperturbations et des dépointages peut alors être assuré non pas par de petites réorientations des axes cardans, mais par l'accélération ou la décélération des toupies d'inertie, le système s'apparentant alors à une gerbe instationnaire de roues de réaction.

Une fois la grappe reconfigurée, le satellite est animé de la bonne vitesse autour de l'axe choisi, aux incertitudes sur les inerties et les alignements près.

Comme la reconfiguration n'est pas strictement instantanée, il se crée une erreur d'attitude par rapport au profil théorique de consigne. Le système de contrôle d'attitude doit annuler cette erreur.

La configuration d'arrivée des cardans étant choisie assez loin d'une singularité, le système de contrôle d'attitude peut compenser ces erreurs sans difficulté par une loi de guidage local classique de la grappe. Même au bout de plusieurs manœuvres, les excursions des positions cardans autour de la configuration de consigne restent limitées et la grappe peut être ramenée en configuration canonique lors de phases de désaturation en période de veille.

REVENDEICATIONS

1. Procédé de contrôle de l'attitude d'un satellite, par
5 commande de la vitesse des cardans de gyrodynes d'une grappe de
gyrodynes, ayant des toupies respectives montées sur des cardans
rotatifs sur une plate-forme du satellite, autour d'axes
d'orientations différentes, suivant lequel :

- on détermine, à partir de conditions initiale et finale en
10 termes d'attitude/vitesse angulaire/temps, une configuration de
grappe éloignée de toute configuration singulière telle que
l'échange de moment cinétique entre la grappe de gyrodynes et le
satellite pendant une durée impartie provoque la manœuvre
d'attitude désirée,

- on amène, de façon simultanée et indépendante,
15 l'orientation de chaque cardan dans son orientation de consigne
grâce à une consigne de position angulaire envoyée en boucle
ouverte dans l'asservissement local en position angulaire des
cardans.

2. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'on
20 provoque la montée en vitesse de façon quasi instantanée en regard
du temps de réponse de l'asservissement d'un système général de
contrôle d'attitude.

3. Procédé selon la revendication 1 ou 2, caractérisé en ce
25 qu'on limite l'action du système général de contrôle d'attitude du
satellite pendant la reconfiguration de grappe.

4. Procédé selon la revendication 3, caractérisé en ce qu'on
limite l'action par saturation ou filtrage du couple de contrôle
demandé par le système de contrôle d'attitude.

30 5. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 4,
caractérisé en ce que la grappe est composée de gyrodynes 1-axe.

6. Procédé selon la revendication 5, caractérisé en ce que,
la grappe étant composée de quatre gyrodynes au moins, on choisit

pour configuration de consigne, parmi les configurations possibles de la grappe, celle qui optimise un critère de choix choisi parmi :

5 - Racine carrée du déterminant de (AA') maximal, ce qui revient à une maximisation de la marge par rapport aux singularités, A' étant la matrice jacobienne définie par la formule $\partial_{ij} = \partial H_i / \partial \sigma_j$, avec $i = 1$ à 3 et $j = 1$ à 4

10 - Minimisation de la norme infinie du vecteur s , où le vecteur s est le vecteur des normes des lignes de $A'(A.A)^{-1}$, ce qui correspond au maximum de la gouvernabilité en couple 3-axes de la configuration d'arrivée ;

- Norme infinie de σ minimale, ce qui correspond à un minimum du temps de reconfiguration de grappe ;

- Norme 2 de σ minimale (reconfiguration à énergie minimale).

15 7. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'on limite le domaine angulaire de débattement de chaque cardan.

8. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'on réoriente chaque toupie par un moteur pas à pas.

20 9. Procédé selon la revendication 7, caractérisé en ce qu'on fait passer les signaux et la puissance vers le cardan à l'aide d'un faisceau de câbles .

10. Dispositif de pilotage de l'attitude d'un satellite comprenant :

25 - une grappe d'au moins trois gyrodynes (10a-10d) pour un pilotage 3 axes ou d'au moins deux gyrodynes pour un pilotage 2 axes ayant des toupies respectives montées sur des cardans rotatifs sur une plate-forme du satellite autour d'axes d'orientations différentes ; et

30 - des moyens pour déterminer, à partir de conditions initiale et finale en termes d'attitude/vitesse angulaire/temps, une configuration de grappe éloignée de toute configuration

5 singulière telle que l'échange de moment cinétique entre la grappe de gyrodynes et le satellite pendant une durée impartie provoque la manœuvre d'attitude désirée et pour commander les moteurs de cardan de façon à amener, de façon simultanée et indépendante, l'orientation de chaque cardan dans son orientation de consigne grâce à une consigne de position angulaire envoyée en boucle ouverte dans l'asservissement local en position angulaire des cardans.

FIG. 2A.

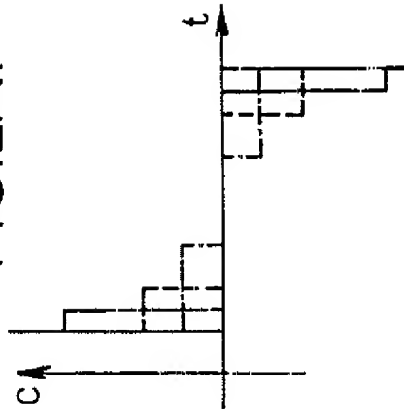


FIG. 2B.

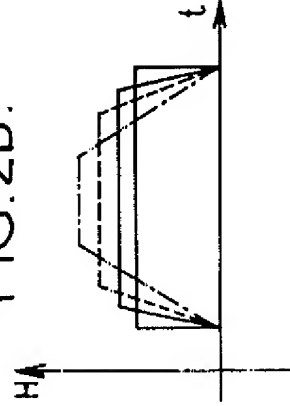
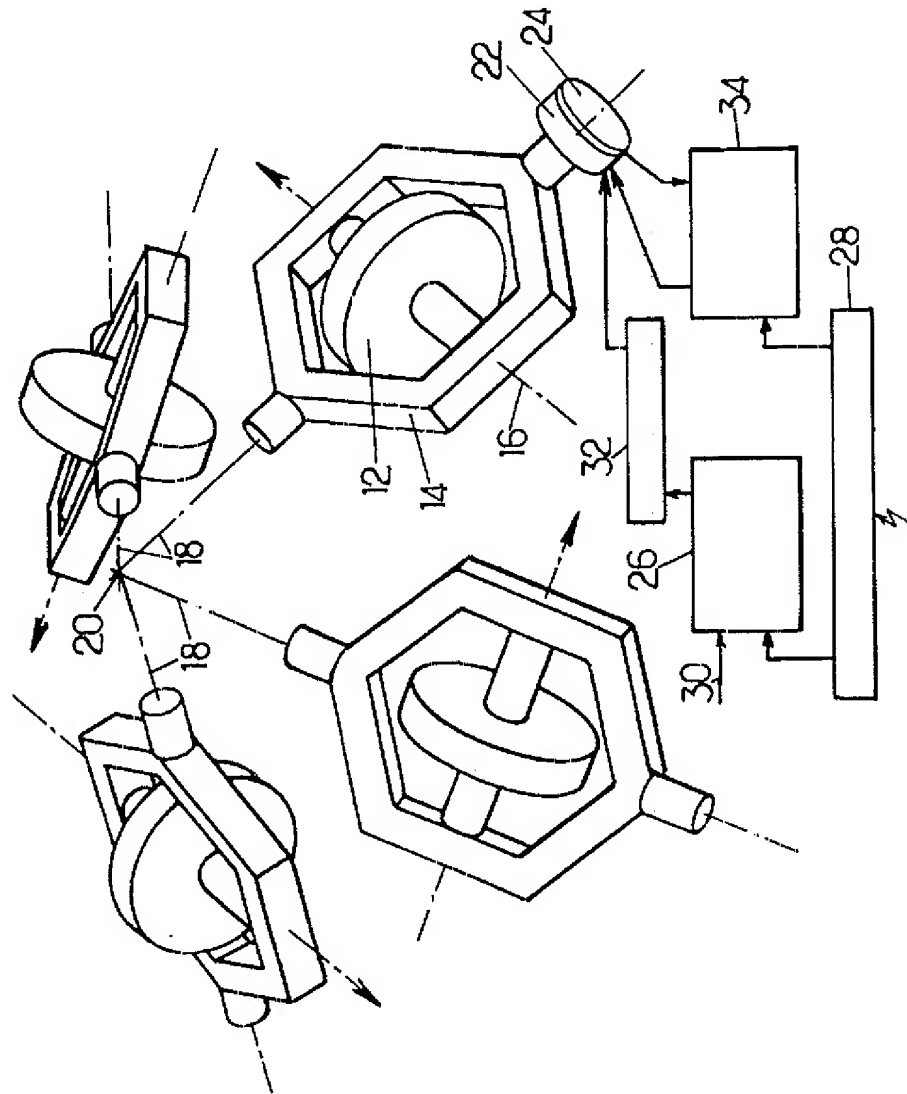


FIG. 1.



REPUBLIQUE FRANÇAISE

INSTITUT NATIONAL
de la
PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE

**RAPPORT DE RECHERCHE
PRELIMINAIRE**

établi sur la base des dernières revendications
déposées avant le commencement de la recherche

N° d'enregistrement
national

FA 566977
FR 9814548

DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		Revendications concernées de la demande examinée
Catégorie	Citation du document avec indication en cas de besoin des parties pertinentes	
A	US 5 692 707 A (SMAY) 2 décembre 1997 (1997-12-02) * abrégé * * colonne 5, ligne 39 - colonne 6, ligne 40 * * colonne 7, ligne 34 - colonne 10, ligne 4; figures 1-6 * * colonne 2, ligne 58 - colonne 4, ligne 28 *	1
A	US 5 441 222 A (ROSEN) 15 août 1995 (1995-08-15) * colonne 1, ligne 39 - colonne 2, ligne 11 * * colonne 2, ligne 42 - colonne 5, ligne 41; figures 1,2 *	1
A	US 4 573 651 A (STANTON) 4 mars 1986 (1986-03-04) * abrégé * * colonne 2, ligne 62 - colonne 3, ligne 51; figures 1-4 *	1,10
A	H. S. OH AND S. R. VADALI: "Feedback Control and Steering Laws for Spacecraft Using single Gimbal Control Moment Gyros" JOURNAL OF THE ASTRONAUTICAL SCIENCES, vol. 39, no. 2, avril 1991 (1991-04) - juin 1991 (1991-06), pages 183-203, XP002112652 USA Paragraphes "Abstract", "Introduction", "Feedback Control Laws", "Steering Laws", "Simulations"; --- -/--	1
		DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (Int CL 6)
		B64G G05D
Date d'achèvement de la recherche		Examineur
19 août 1999		Beitner, M
<p>CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS</p> <p>X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : pertinent à l'encontre d'au moins une revendication ou arrière-plan technologique général O : divulgation non-écrite P : document intercalaire</p> <p>T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille document correspondant</p>		

1
EPO FORM 1503 03.82 (P04C13)

INSTITUT NATIONAL
de la
PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE

**RAPPORT DE RECHERCHE
PRELIMINAIRE**

établi sur la base des dernières revendications
déposées avant le commencement de la recherche

N° d'enregistrement
national

FA 566977
FR 9814548

DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		Revendications concernées de la demande examinée
Catégorie	Citation du document avec indication en cas de besoin des parties pertinentes	
A	S R VADALI ET AL.: "Suboptimal Command Generation for Control Moment Gyroscopes and Feedback Control of Spacecraft" JOURNAL OF GUIDANCE, CONTROL AND DYNAMICS, vol 18, no 6, novembre 1995 (1995-11) - décembre 1995 (1995-12), pages 1350-1354, XP000558647 Washington, DC, US * le document en entier *	1
A	HARUHISA KUROKAWA: "Constrained Steering Law of Pyramid-Type Control Moment Gyros and Ground Tests" JOURNAL OF GUIDANCE, CONTROL AND DYNAMICS, vol 20, no. 3, mai 1997 (1997-05) - juin 1997 (1997-06), pages 445-449, XP002112653 Washington, DC, US * le document en entier *	1
A	JUN'ICHIRO KAWAGUCHI ET AL.: "Closed Loop Momentum Transfer Maneuvers Using Multiwheels" JOURNAL OF GUIDANCE, CONTROL AND DYNAMICS, vol 18, no. 4, juillet 1995 (1995-07) - août 1995 (1995-08), pages 867-874, XP000558528 Washington, DC, US paragraphes "Introduction", "Equations of Motion in the Spacecraft with Multiwheels", "Closed Loop Control Law During Momentum Transfer Maneuver", "Singular States Analyses"; figures 1-5 --- -/-	1
		DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (Int CL 6)
Date d'achèvement de la recherche		Examineur
19 août 1999		Beitner, M
<p>CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITES</p> <p>X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : pertinent à l'encontre d'au moins une revendication ou arrière-plan technologique général O : divulgation non-écrite P : document intercalaire</p> <p>T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille document correspondant</p>		

1
EPO FORM 1503 03.82 (P04C13)

INSTITUT NATIONAL
de la
PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE

**RAPPORT DE RECHERCHE
PRELIMINAIRE**

établi sur la base des dernières revendications
déposées avant le commencement de la recherche

N° d'enregistrement
national

FA 566977
FR 9814548

DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		Revendications concernées de la demande examinée
Catégorie	Citation du document avec indication en cas de besoin, des parties pertinentes	
A	JOSEPH A. PARADISO: "Global Steering of Single Gimballed Control Moment Gyroscopes Using a Directional Search" JOURNAL OF GUIDANCE, CONTROL AND DYNAMICS, vol. 15, no. 5, septembre 1992 (1992-09) - octobre 1992 (1992-10), pages 1236-1244, XP002112654 Washington, DC, US Paragraphes "Introduction", CMG Kinematic Steering", "Global CMG Steering Using a Guided Search";	1
		DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (Int CL 6)
Date d'achèvement de la recherche		Examineur
19 août 1999		Beitner, M
<p>CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES</p> <p>X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : pertinent à l'encontre d'au moins une revendication ou arrière-plan technologique général O : divulgation non-écrite P : document intercalaire</p> <p>T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille document correspondant</p>		

1
EPO FORM 1503 03 82 (04/01/93)